

Design and Manufacturing a Laboratory Example of Pulsed Plasma Thruster

A.Rezaiha¹, M. Anbarloi² and M. Farshchi^{3*}

1, 2. Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology

1,3. Space Industry Group Sairan

*St. Azadi, Tehran, IRAN

rezaeiha@alum.sharif.edu

Although Pulsed Plasma Thruster (PPT) has first been utilized in a space mission in 1964 but after more than four decades, it is still a space rated technology which has performed various propulsion tasks from stationkeeping tasks to three-axis attitude control for a variety of former missions. With respect to the rapid growth in the small satellite community and the growing interest for smaller satellites in recent years, PPT is one of the promising electric propulsion devices for small satellites (e.g. CubeSats) as the following advantages: simplicity, lightweight, robustness, low power consumptions, low production costs and small dimensions. In spite of the fact that the issues relating to μ PPT scaling have been investigated to a certain degree in recent years, it is felt that for an application on CubeSats this topic has to be investigated in greater detail for even smaller dimensions and better performance. Therefore a laboratory benchmark rectangular breech-fed pulsed plasma thruster (PPT) was designed, developed and successfully tested in a bell-type vacuum chamber at 10^6 mbar for the first time in west Asia (Iran). The PPT has been tested while the main capacitor, which is a 35 μ F, 2.5 kV oil-filled capacitor, has been charged with a wide range of voltage, ranging from 250 V to 1750 V making the system stored energy range from less than 1 J to 60 J, producing the impulse bit varying from 30 μ N-s to 1.3 mN-s. This work initiated a research program in Iran for working on PPTs and miniaturization of PPTs while increasing the performance parameters. The present paper reviews the PPT design and the development briefly.

Keywords: Pulsed Plasma Thruster, laboratory example, design and manufacturing

1. M.Sc.

2. M.Sc.

3. Professor (Corresponding Author)

طراحی و ساخت نمونه آزمایشگاهی رانشگر پالس پلاسمایی

عبدالرحیم رضایی^۱، مهدی انبارلویی^۲ و محمد فرشچی^{۳*}

۱ و ۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

۱ و ۲- گروه صنایع فضایی صایران

* تهران، خ آزادی

farshchi@sharif.ir

رانشگر پالس پلاسمایی (PPT) به عنوان یک گزینه اصلی برای مأموریت‌های آینده میکروماهواره‌ها مطرح است و علاقه زیادی به بهبود پارامترهای مختلف آن و کوچک‌تر کردن ابعاد و کم‌کردن وزن آن وجود دارد که تحقق این موضوع نیازمند تحقیقات گسترده آزمایشگاهی است. پارامترهای بسیار زیادی رفتار PPT را تعیین می‌کنند، بهمین دلیل توسعه یک نمونه آزمایشگاهی از این رانشگر که سادگی و انعطاف‌پذیری کافی را ارائه کند سبب ایجاد بستر لازم برای بررسی پارامترهای مختلف به منظور بهبود عملکرد این رانشگر خواهد شد. بر همین اساس، یک نمونه آزمایشگاهی از این رانشگر طراحی و ساخته شده است و عملکرد آن در محفظه خال در فشار 10^{-6} میلی بار در انرژی‌های تخلیه $27/3$ و $39/3$ ژول در ولتاژ به ترتیب 1250 و 1500 ولت تست شده است و ضربه لحظه‌ای 943 و 1118 میکرونیوتن - ثانیه و ضربه مخصوص 525 و 800 ثانیه اندازه گیری شده است. در این مقاله روند طراحی، ساخت و تست این رانشگر به طور خلاصه مرور خواهد شد. انجام موفقیت آمیز این پروژه، مقدمات مراحل بعدی توسعه این رانشگر و تحقیق و بررسی پارامترهای مختلف مؤثر جهت بهبود مشخصات عملکرد و در نهایت توسعه نمونه پروازی را فراهم کرده است.

واژه‌های کلیدی: رانشگر پالس پلاسمایی، نمونه آزمایشگاهی، طراحی و ساخت

L' ...Nozzle Inductance Gradient
 t ...Time
 V_0 ...Capacitor Voltage
 w ...Electrode Width

مقدمه

در سال‌های اخیر، گرایش محسوسی در جهت توسعه ماهواره‌های کوچک در زمان سریع‌تر و با هزینه کمتر در بین فعالان صنعت فضایی در دنیا دیده می‌شود و این نکته سبب ایجاد یک روند رو به افزایش در تعداد مأموریت‌های برنامه‌ریزی شده در آینده برای استفاده از کلاس ماهواره‌های میکرو و حتی کوچک‌تر شده است. مؤسسات آکادمیک نیز، فعالانه در زمینه توسعه نانوماهواره‌ها و پیکوماهواره‌ها شرکت دارند و بیش از ۴۰

فهرست علائم

μ_0 ...Magnetic Permeability
E...Discharge Energy
F...Thrust
Freq...Working Frequency
h...Distance Between Electrodes
i...Current
 I_{bit} ...Impulse bit
 I_{sp} ...Specific Impulse

۱. کارشناس ارشد

۲. کارشناس ارشد

۳. استاد (نویسنده مخاطب)

۴. در انواع ماهواره‌ها از قبیل ماهواره‌های پایدار، حول سه محور و ماهواره‌های چرخان قابل استفاده است.
۵. به دلیل بهره‌گیری از سوخت جامد، مزایایی چون عدم نیاز به مخزن، سیستم تغذیه و لوله‌های مربوطه، آب‌بندی، شیرهای مکانیکی را دارد، به راحتی می‌توان مصرف پیشران را اندازه‌گیری کرد، تغییرات شدید شتاب جاذبه و شرایط محیطی تأثیری بر آن ندارد، با شرایط خلأ سازگار است، خورنده، سمی و سرطان‌زا نیست و عمر قالب سوخت بسیار طولانی است.
۶. توانایی تولید پالس‌های بسیار دقیق و منظم تراست^۹ را دارد.
۷. سطح تراست قابل تنظیم دارد و مشخصات عملکردی آن با نیازهای مأموریت‌های نگهداشت مداری و کنترل وضعیت تطابق دارد.
۸. توانایی کنترل بردار تراست را دارد.

به این مزایا، موارد دیگری چون پالس‌های بسیار کوتاه را، که بسیار مناسب برای کنترل وضعیت با دقت بالای ماهواره‌هاست و به‌خصوص در حفظ موقعیت در منظومه‌های ماهواره‌ای بسیار اهمیت دارد، نیز باید اضافه کرد. به علاوه طراحی پایدار این رانشگر امکان شروع به عملیات، بدون وقفه، حتی بعد از سال‌ها بدون استفاده ماندن را به آن می‌دهد. این محاسن به‌طور کامل نشان می‌دهد که به چه دلیل اولین رانشگر الکتریکی استفاده شده در فضا، PPT بوده است و چرا تا امروز نیز پیایی طراحی و توسعه این سیستم ادامه داشته است [۲].

اگرچه هنوز هیچ سیستم پیشرانشی نتوانسته تمام نیازهای میکروماهواره‌ها را به‌طور کامل برآورده کند ولی PPT در کنار سیستم پیشرانش FEPP^{۱۰} و رانشگرهای کلئوئید^{۱۱}، تنها گزینه‌های ممکن برای پیشرانش اصلی (مداری) و کنترل وضعیت میکروماهواره‌های بین ۵ تا ۲۰ کیلوگرم هستند. نقطه ضعف هر یک از این سیستم‌ها ممکن است در تأمین نیاز مانور چرخش سریع^{۱۲} این ماهواره‌ها باشد. اگر تمام نکات گفته شده را کنار هم بگذاریم، می‌توان این نتیجه‌گیری را کرد که با توجه به سابقه موفق و طولانی پروازی PPT، این رانشگر اصلی‌ترین گزینه برای پیشرانش میکروماهواره‌هاست. با این حال، PPT هنوز باید کوچک‌تر و در عین حال بهینه‌تر شود تا بتواند بهتر نیازهای مأموریتی میکروماهواره‌ها را برطرف کند. بنابراین با توجه به برنامه‌های کشور عزیزمان در توسعه ماهواره‌های کوچک و پس از امکان‌سنجی اولیه به‌عمل آمده [۳] نیاز آن احساس شد تا یک

دانشگاه در سراسر دنیا مشغول کار بر روی کیوب‌ست‌ها^۴ هستند. در واقع کیوب‌ست‌ها، ماهواره‌هایی با شکل مکعبی، با طول ضلع ۱۰ سانتی‌متر و وزن کمتر از ۱ کیلوگرم هستند. مأموریت‌های آنها شامل مطالعات علمی پیچیده می‌شود. پیچیدگی مأموریتی، آنها را نیازمند کنترل وضعیت و کنترل مداری فعال می‌کند. بنابراین، احتیاج به سیستم پیشرانشی دارند تا نیازمندی‌های عملکردی آنها را برطرف کند و در عین حال نیز در قالب قیود وزنی و توانی ماهواره‌های کمتر از ۱۰۰ کیلوگرم بگنجد [۱].

مطالعات تحلیل مأموریتی، نشان می‌دهند که استفاده از سیستم پیشرانش فعال، در مقایسه با چرخ‌های عکس‌العملی^۵ یا کنترل وضعیت غیرفعال مغناطیسی می‌تواند به‌طور چشمگیر قابلیت‌های مأموریتی میکروماهواره‌ها را افزایش دهد. این کلاس ماهواره‌ها، ممکن است مأموریت‌هایی چون بازدید ماهواره‌ها^۶، حفظ موقعیت در منظومه‌های مداری، جبران پسا، نگهداشت مداری یا کنترل وضعیت را انجام دهند. حداکثر تغییر سرعت (ΔV) لازم برای انجام این مأموریت‌ها در طول ۶ ماه تا ۱ سال عمر این ماهواره‌ها، تقریباً ۳۰۰ متر بر ثانیه است که در بازه توانمندی‌های رانشگر پالس پلاسمایی^۷ (PPT) می‌گنجد [۱].

توسعه این کلاس ماهواره‌ها مجدد بعد از کمتر از یک دهه علاقه‌ها را به سمت رانشگر پالس پلاسمایی با سوخت جامد بازگردانده است و این به دلیل توانایی PPT در کار در توان پایین، حتی کمتر از ۱۰ وات است. به علاوه حجم و وزن این رانشگر نیز در مقایسه با سایر سیستم‌ها پایین‌تر است و در مقایسه با گزینه‌های دیگر پیشرانش میکروماهواره‌ها دارای ضربه مخصوص بالاتری است. همه این نکات، در کنار سایر مزایای PPT که در ادامه آمده است، باعث شده تا PPT به‌عنوان یکی از اصلی‌ترین گزینه‌ها، جهت پیشرانش ماهواره‌های با وزن خیلی کمتر از ۱۰۰ کیلوگرم مطرح باشد و تحقیقات فراوانی در حال حاضر در زمینه کوچک کردن آن و در عین حال افزایش راندمان آن در دنیا در حال انجام باشد. مزایای فراوان این رانشگر عبارتند از:

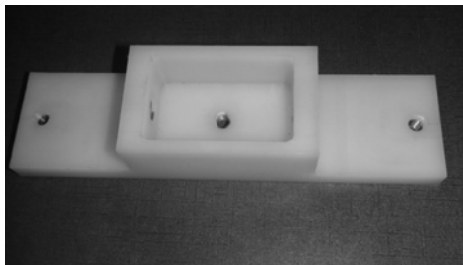
۱. مصرف توان در حالت آماده باش و وقفه زمانی از فرمان تا شروع کارکرد ندارد.
۲. سیستم در حالت کلی خنثی است و در صورتی که اشکالی در سیستم رخ دهد، ایمن^۸ است.
۳. عملکرد آن قابل طراحی تنظیم با شرایط مأموریت‌های مختلف است.

9. Discreet Impulse bit
10. Field Emission Electric Propulsion
11. Colloid
12. Slewing

4. CubeSat
5. Reaction Wheel
6. Satellite inspection
7. Pulsed Plasma Thruster (PPT)
8. Fail-Safe

- الکتروود آند
- الکتروود کاتد
- خازن اصلی
- قالب سوخت جامد
- پلاگ جرقه
- سازه نگهدارنده
- مدار جرقه
- مبدل افزایشی
- کابل‌های ارتباطی

مدار جرقه و مبدل افزایشی در کنار هم، واحد پردازش توان (PPU) را تشکیل می‌دهند. تصویر نمونه ساخته شده سازه نگهدارنده در شکل (۲) مشاهده می‌شوند.



شکل ۲- تصویر سازه نگهدارنده ساخته شده

نحوه تولید تراست در این رانشگر به ترتیب زیر است:

پس از دریافت فرمان از ماهواره، واحد PPU ورودی ولتاژ واحد تغذیه را از ماهواره می‌گیرد و آن را به ولتاژ ورودی سیستم تولید جرقه می‌رساند، سپس سیستم جرقه پالسی با ولتاژ، جریان و پهنای پالس مورد نظر به پلاگ جرقه زنده می‌فرستد و جرقه‌ای با انرژی تخلیه کمتر از ۰/۵ ژول زده می‌شود و محیط پلاسمایی در اثر یونیزاسیون ناشی از جرقه پلاگ ایجاد می‌شود، این محیط پلاسما سبب رسانا شدن فضای بین آند و کاتد رانشگر PPT می‌شود و این درحالیست که آند و کاتد رانشگر به ترتیب به آند و کاتد خازن اصلی، که توسط واحد PPU با ولتاژ بالا کاملاً شارژ شده است، متصل هستند. در نتیجه با رسانا شدن فاصله بین آند و کاتد رانشگر، خازن اصلی با جرقه بسیار شدیدی که در واقع یک پالس سریع و قوی جریان است، تخلیه می‌شود. در نتیجه این تخلیه که در مجاورت سطح سوخت جامد تفلون انجام می‌گیرد، ذرات از سطح تفلون از حالت جامد به گاز تبدیل و یونیزه می‌شوند و این ذرات باردار که در میدان مغناطیسی القایی از عبور پالس جریان تخلیه قرار گرفته‌اند، بر طبق قانون لورنز (فرمول ۱) شتاب می‌گیرند بنابراین تراست ایجاد می‌شود. در معادله ۱، J چگالی جریان، B میدان مغناطیسی القایی و F نیروی لورنز است.

نمونه آزمایشگاهی از این رانشگر طراحی و ساخته شود و در شرایط خلأ با مشخصات موردنظر تست شود و تراست آن به روشی مناسب اندازه‌گیری شود تا مقدمات مراحل بعدی توسعه این رانشگر را فراهم کند.

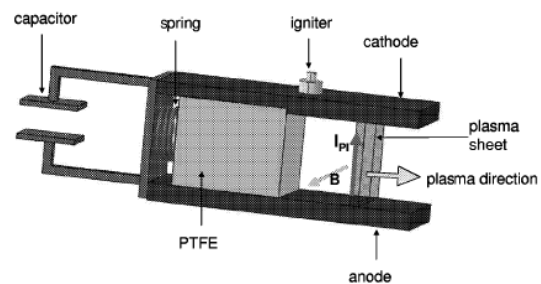
رانشگر پالس پلاسمایی (PPT)

رانشگر پالس پلاسمایی اولین رانشگر مورد استفاده در مأموریت‌های فضایی است. این رانشگر برای اولین بار برای کنترل وضعیت سه-محوره فضایی روسی زاند ۱۳۲ در سال ۱۹۶۴ مورد استفاده قرار گرفت و در طی بیش از چهار دهه تا امروز مأموریت‌های مختلفی از حفظ موقعیت مداری ۱۴ و جبران پسا تا کنترل وضعیت را در انواع ماهواره‌ها با موفقیت کامل انجام داده است. این رانشگر بسته به هندسه و نحوه تغذیه سوخت، به چند گروه دسته‌بندی می‌شود (جدول ۱):

جدول ۱- انواع رانشگر PPT [۲]

Geometries	Feeding methods
Rectangular	Breech-fed
Coaxial	Side-fed
Z-pinch	

شکل (۱) طرح شماتیک رانشگر PPT با هندسه مستطیلی و تغذیه مستقیم^{۱۵} با سوخت جامد را نمایش می‌دهد. سوخت رایج این نوع رانشگر، تفلون^{۱۶} است. استفاده از سوخت جامد سبب حذف سیستم‌های تغذیه رایج از قبیل تانک، مسیرهای ارتباطی و شیرها می‌شود و از طرفی این سیستم تنها یک قطعه متحرک دارد که مجموع این نکات، سبب سادگی ساختار مکانیکی و قابلیت اطمینان بالا و پایداری عملکرد آن شده است.



شکل ۱- طرح شماتیک رانشگر پالس پلاسمایی

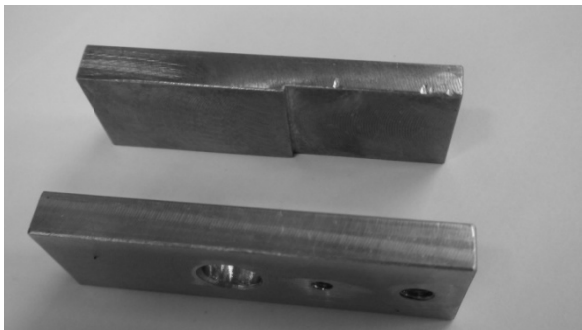
این رانشگر همان‌طور که در شکل (۱) مشاهده می‌شود، از اجزای مختلفی تشکیل شده است که شامل موارد زیر است:

13. Zond-2
14. Stationkeeping
15. Breech-fed
16. Polytetrafluoroethylene

طراحی نمونه آزمایشگاهی رانشگر پالس پلاسمایی

الکترودها

الکترودها مهم‌ترین بخش سازه PPT و یکی از مهم‌ترین بخش‌های این رانشگر هستند. هندسه الکترودها، یکی از مهم‌ترین پارامترهای تأثیرگذار در عملکرد PPT و جنس الکترودها از پارامترهای مهم تأثیرگذار در عملکرد رانشگر و در آلودگی جریان خروجی آن است. پارامترهای هندسی مهم و مؤثر بر عملکرد PPT، شامل پهنای الکترودها، فاصله بین آن‌ها، طول آن‌ها و ضخامت آن‌هاست. جنس الکترودها، از بین سه فلز مس، برنج و مولیبدنیوم، که هر سه رسانایی بالا و سابقه استفاده در PPT را نیز دارند، مس به دلیل رسانایی بالاتر و مقاومت بالا در برابر خوردگی انتخاب شد. در طراحی نمونه آزمایشگاهی، الکترودها به قطر ۳۱ میلی‌متر و ضخامت ۱۰ میلی‌متر با فاصله ۳۱ میلی‌متر از هم قرار گرفته‌اند و طول نازل PPT ۵۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. عمق شانه نگهدارنده در آند ۱/۵ میلی‌متر و قطر سوراخ تعبیه شده در کاتد برای نصب پلاگ ۱۲/۷ میلی‌متر است. بدین ترتیب نسبت منطقی نازل رانشگر که در واقع نسبت بین فاصله بین الکترودها (h) به پهنای الکترودها (w) است، برابر ۱ خواهد بود. در شکل (۳) تصویر الکترودهای ساخته شده مشاهده می‌شود.



شکل ۳- تصویر الکتروود آند و کاتد ساخته شده

سوخت

قالب سوخت طراحی شده در ابعاد ۳۱ در ۳۱ میلی‌متر و جنس سوخت تفلون یا PTFE^{۱۸} و سطح مؤثر قالب سوخت ۹/۶۱ سانتی‌متر مربع است. سیستم تغذیه سوخت یک فنر است که فاصله سوخت تا نازل تراست را ثابت نگه می‌دارد. در شکل (۴) تصویر قالب سوخت تفلون مشاهده می‌شود.

$$F = J \times B \quad (1)$$

همزمان که از سطح تفلون در هر پالس تراست کاسته می‌شود، فنر پشت سوخت، آن را به جلو می‌راند تا فاصله سطح تفلون تا محل جرقه افزایش نیابد. سوخت از جلو نیز توسط زائده‌ای محدود می‌شود [۲].

تجهیزات آزمایشگاهی مورد استفاده

محفظه خلأ

تست‌های رانشگر در محفظه خلأ به قطر و ارتفاع ۰/۴ متر، با فشار ۱۰^{-۶} میلی‌بار انجام گرفت. این فشار به وسیله یک پمپ روتوری و یک پمپ دیفیوژن روغنی در دو مرحله ایجاد می‌شود. در ابتدا با استفاده از پمپ روتوری^{۱۸} فشار محفظه به ۱۰^{-۲} میلی‌بار رسانده می‌شود و در ادامه با استفاده از پمپ دیفیوژن روغنی این فشار محفظه به ۱۰^{-۶} میلی‌بار می‌رسد. اندازه‌گیری فشار محفظه نیز به وسیله چند فشارسنج نظارت می‌شود و عملکرد رانشگر از یک پنجره پلکسی‌گلس^{۱۹} مشاهده می‌شود. این محفظه دو حسگر فشار با حساسیت بسیار بالا، حسگر خلأ فشار بسیار کم آن از نوع پینینگ با دقت اندازه‌گیری فشار ۰/۱ در رنج ۱۰^{-۷} تا ۱۰^{-۳} میلی‌بار و حسگر فشار جو تا ۱۰^{-۳} میلی‌بار آن از نوع پیرانی است. اتصالات نیز به وسیله چند فیدترو^{۲۰} به داخل محفظه ارتباط یافته است.

پراب ولتاژ بالا

دو پراب ولتاژ بالا با حداکثر تحمل ولتاژ ۱۵ کیلوولت با نسبت کاهش ۱۰۰ به ۱ برای انتقال داده‌های مربوط به ولتاژ تخلیه خازن و ولتاژ جرقه در پلاگ به اسیلوسکوپ مورد استفاده قرار گرفته است.

کوئل روگوسکی

به منظور ثبت پالس جریان تخلیه خازن اصلی و محاسبه ضربه لحظه‌ای، از یک کوئل روگوسکی با حداکثر جریان قابل اندازه‌گیری - ۶۰ کیلوآمپر - استفاده شده است.

منبع تغذیه و اسیلوسکوپ

یک منبع تغذیه ۷۵۰ وات دو کاناله برای تأمین توان مبدل‌های افزایشی و یک اسیلوسکوپ دیجیتال ۴ کاناله برای ثبت داده‌ها مورد استفاده قرار گرفته است.

18. Vane-Type
19. Plexiglass
20. Feedthrough

21. Polytetrafluoroethylene

تولید پلاسمای اولیه به منظور آغاز تخلیه اصلی انرژی است. پلاگ در حالتی در کاتد رانشگر قرار گرفته است که نسبت به آن به طور الکتریکی عایق است [۵ و ۴].

مدار جرقه

سیستم تولید جرقه به عنوان یکی از زیرسیستم‌های این رانشگر طراحی، ساخته و تست شده است [۵]. در طراحی انجام شده واحد PPU و زیرسیستم تولید جرقه در هم تلفیق شده‌اند و به عنوان یک زیرسیستم طراحی و ساخته شده است. این سیستم را در دو بخش تشریح می‌کنیم:

در بخش اول، ابتدا ولتاژ ورودی از ماهواره دریافت می‌شود و به ولتاژ ۵۰۰ ولت افزایش می‌یابد. این کار توسط یک DC-dc Boost converter که یک نمونه از آن طراحی و ساخته شده [۵] و نمونه دیگری نیز خریداری شده است، انجام می‌گیرد. این دو مبدل، خروجی قابل تغییر در بازه دلخواه بین ۵۰۰-۷۰۰ ولت را دارند.

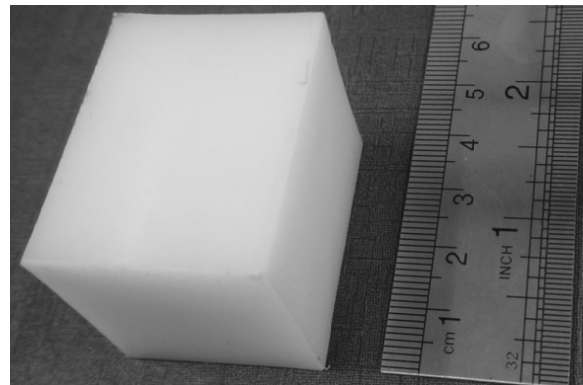
در بخش دوم، ولتاژ ۵۰۰ ولت خروجی از Boost Converter، خازن ۱ میکروفاراد موجود در مدار تولید جرقه که قابلیت شارژ با این ولتاژ را دارد، در زمان بسیار کوتاهی کاملاً شارژ می‌کند (این زمان وابسته به RC مدار و با توجه به فرکانس کاری سیستم قابل تنظیم است. پس از اینکه خازن کاملاً شارژ شد، سویچ موردنظر (نوع سویچ در ابتدا SCR انتخاب شده بود ولی پس از بررسی بیشتر و به دلیل مزایای IGBT که در ادامه آمده است، این نوع روش سویچینگ انتخاب شد) دو سر خازن را به هم وصل می‌کند و سبب می‌شود تا خازن در مدار اولیه ترانس پالس افزایشی با نسبت افزایش ۱:۳ تخلیه شود. به علت حساس بودن گیت IGBT در مقابل اغتشاش، حفاظت گیت آن به روشی مثل دیود زنر الزامی است. برخی مزایای IGBT عبارتند از:

۱. حداکثر جریان بالا
۲. اندازه و جرم کوچک
۳. قابلیت استفاده برای ولتاژ بالا

با عبور پالس تخلیه خازن در مدار اولیه ترانس پالس، پالس با ولتاژ ۱۵۰۰ ولت و پهنای مورد نظر در ثانویه ایجاد می‌شود که مستقیماً برای ایجاد جرقه به پلاگ جرقه زنده ارسال می‌شود تا جرقه موردنظر را ایجاد کند.

انرژی تخلیه این جرقه ۰/۱۲۵ ژول است که ناشی از شارژ خازن ۱ میکروفاراد با ۵۰۰ ولت است.

در تست‌های پلاگ جرقه زنده، ولتاژ اعمالی به پلاگ در شرایط فشاری مختلف اندازه‌گیری شد و ولتاژ جرقه با تغییر فشار محفظه خلأ از فشار جو مورد مطالعه قرار گرفت.



شکل ۴- تصویر قالب سوخت جامد رانشگر

خازن اصلی

خازن مورد استفاده در این رانشگر ساخت شرکت بوش آلمان و از نوع خازن‌های روغنی^{۲۲}، دارای توانایی شارژ تا ولتاژ ۲۵۰۰ ولت و با ظرفیت ۴۰ میکروفاراد است که بسیار نایاب می‌باشد و با جستجوی فراوان نمونه‌ای از آن تهیه شده است. ظرفیت و ولتاژ شارژ این خازن از پارامترهای کلیدی در عملکرد رانشگر است و عمر کاری آن نیز، از مهم‌ترین عوامل محدودکننده عمر کاری رانشگر است. در شکل (۵) تصویر این خازن مشاهده می‌شود.



شکل ۵- تصویر خازن اصلی مورد استفاده در رانشگر

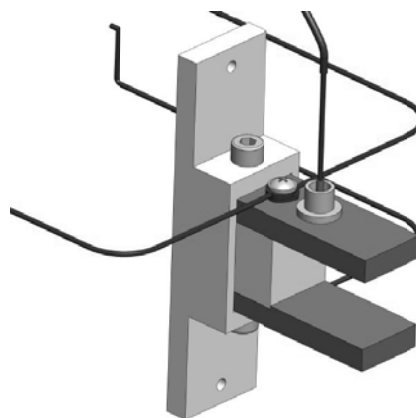
پلاگ جرقه زنده

پلاگ جرقه زنده مورد استفاده در رانشگر PPT از نوع پلاگ با الکترودهای هم‌محور^{۲۳} با قطر الکتروود مرکزی ۲ میلی‌متر برای

22. Oil-Filled
 23. Coaxial

نتایج تست

مدل سه بعدی رانشگر طراحی شده در شکل (۶) مشاهده می‌شود. در شکل (۷) نیز تصویر پایین، رانشگر را در زمان کارکرد نشان می‌دهد که پلاسمای خروجی به شکل نور شدیدی دیده می‌شود و عکس بالا نیز برای مقایسه با زمان خاموش قرار داده شده است. در Set-up تست (شکل ۱۰)، یک مقاومت با خازن اصلی سری شده که برای تنظیم زمان شارژ آن است. مبدل افزایشی دیگری نیز برای رساندن ولتاژ منبع تغذیه به ولتاژ شارژ خازن اصلی در تست استفاده شده است که خروجی آن قابل تنظیم بین ۱۰۰ ولت تا ۱۷۵۰ ولت است.



شکل ۶- مدل سه بعدی رانشگر طراحی شده

پس از اندازه‌گیری پالس جریان تخلیه خازن، نمودار آن برای محاسبه ضربه لحظه‌ای تحلیل می‌شود. رابطه بین ضربه لحظه‌ای و پالس جریان تخلیه خازن در معادله (۲) آمده است. در این معادله i جریان بر حسب آمپر، t زمان بر حسب ثانیه و L' برابر گردایان سلفی نازل است که وابسته به هندسه نازل و ضریب نفوذپذیری مغناطیسی است و از معادله (۳) محاسبه می‌شود. در معادله (۳)، h فاصله بین الکترودها بر حسب میلی‌متر، w پهنای الکترودها بر حسب میلی‌متر هستند و ضریب نفوذپذیری مغناطیسی هم از معادله (۴) به دست می‌آید. معادله‌های (۲) و (۳) برگرفته از مرجع [۸] هستند.

$$I_{bit} = \frac{L'}{2} \int_0^t i^2 dt \quad (2)$$

$$L' = \mu_0 \frac{h}{w} \quad (3)$$

$$\mu_0 = 4\pi * 10^{-7} \quad (4)$$

به علاوه، I_{bit} یا همان ضربه لحظه‌ای پارامتر جایگزین تراست در رانشگرهای پالسی است که با معادله (۵) به تراست مرتبط می‌شود [۸]. در این معادله F نیروی تراست بر حسب نیوتن و فرکانس کاری

سیستم بر حسب هرتز هستند. لازم به ذکر است که فرکانس کاری سیستم طراحی شده ۱ هرتز است:

$$I_{bit} = F / freq \quad (5)$$

این رانشگر به نحوی طراحی شده تا قابلیت مقایسه نتایج تست‌های عملکردی آن با مراجع [۷] و [۸] وجود داشته باشد [۶]. این رانشگر در انرژی‌های تخلیه بین ۵۴ ژول تا ۰/۷ ژول تست شد و با موفقیت عملکرد خود را نشان داد. این رانشگر به خوبی توانست مراحل تست خود را تا ولتاژهای پایین در حد ۱۰۰ ولت نیز با موفقیت پشت سر بگذارد ولی در ولتاژ زیر ۱۰۰ ولت دیگر از کار ایستاد.



شکل ۷- تصویر رانشگر در محفظه خلأ (پایین رانشگر در حال کارکرد)

نتایج ارائه شده برای تست در جدول (۲) در واقع میانگین داده‌های به دست آمده از ۱۰ تست در شرایط یکسان است. در تست اول که در انرژی تخلیه ۳/۲۷ ژول و ولتاژ ۱۲۵۰ ولت انجام شد، ضربه لحظه‌ای اندازه‌گیری شده (متوسط ۱۰ تست) برابر ۹۴۳ میکرونیوتن ثانیه و ضربه مخصوص ۵۲۵ ثانیه به دست آمد. در این تست کم‌ترین مقدار اندازه‌گیری شده ضربه لحظه‌ای برابر ۸۲۰ میکرونیوتن ثانیه و بیشترین مقدار برابر ۹۸۰ میکرونیوتن ثانیه است. در تست دوم که در انرژی تخلیه ۳/۳۹ ژول و ولتاژ ۱۵۰۰ ولت

در نتایج مشاهده شد که رابطه‌ای خطی بین انرژی تخلیه و ضربه لحظه‌ای وجود دارد [۶]. این نکته اثباتی برای صحت نتایج است که با روند ارائه شده در [۸ و ۷] همخوانی دارد. در جدول (۲) نتایج تست عملکردی رانشگر پالس پلاسمایی در شرایط خلأ مشاهده می‌شود. در این جدول به ترتیب از راست، ستون اول نمایشگر V_0 برابر ولتاژ شارژ خازن اصلی بر حسب ولت، ستون دوم نمایشگر E انرژی تخلیه در رانشگر بر حسب ژول، ستون سوم نمایشگر ضربه لحظه‌ای بر حسب میکرونیوتن ثانیه و ستون چهارم نشان‌دهنده ضربه مخصوص رانشگر بر حسب ثانیه است. محاسبه ضربه مخصوص نیز از معادله (۶) [۹] صورت گرفته است که در این معادله E انرژی تخلیه بر حسب ژول، I_{sp} بر حسب ثانیه و I_{bit} بر حسب میکرونیوتن- ثانیه است.

$$I_{sp} = \frac{560 * E^{1.6}}{I_{bit}} \quad (6)$$

این معادله برای رانشگرهای PPT با هندسه مستطیلی و تغذیه مستقیم اعتبار دارد و تقریبی از ضربه مخصوص را نشان می‌دهد.

نتیجه گیری

در اولین قدم برای توسعه رانشگر پالس پلاسمایی، یک مدل آزمایشگاهی از این رانشگر طراحی و ساخته شده است و در انرژی‌های تخلیه $27/3$ و $39/3$ ژول در شرایط خلأ با فشار 10^{-6} میلی‌بار با موفقیت تست شده است. پالس‌های جریان تخلیه اندازه‌گیری شده و مورد تحلیل قرار گرفته‌اند. نتایج نشان می‌دهند که ضربه لحظه‌ای این رانشگر از حدود $0/9$ میلی‌نیوتن تا بیش از $1/1$ میلی‌نیوتن و I_{sp} آن از 525 تا 800 ثانیه تغییر می‌کند. انجام موفقیت‌آمیز این پروژه و توسعه این نمونه، مقدمات کوچک‌تر کردن ابعاد رانشگر و بهینه‌سازی آن را فراهم کرده است.

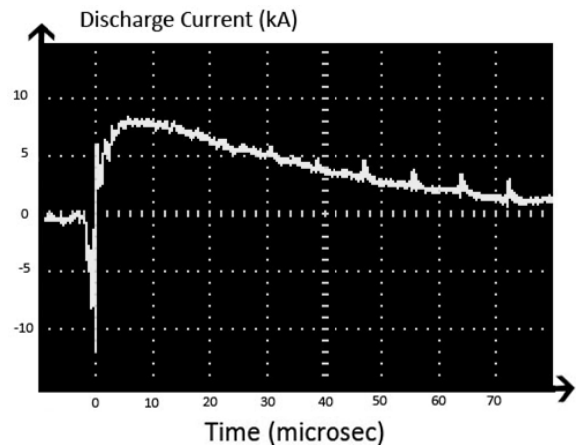
مراجع

- [1] Hoskins, W. A. and Cassady, R. J., "Applications for Pulsed Plasma Thrusters and the Development of Small PPTs for Microspacecraft," *36th Joint Propulsion Conference*, AIAA-2000-3434, 2000.
- [2] Burton, L. and Turchi, P., "Pulsed Plasma Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp. 716-735.
- [3] رضایی‌ها، عبدالرحیم و فرشچی، محمد. «امکان‌سنجی طراحی و ساخت رانشگر پالس پلاسمایی در ایران»، نهمین کنفرانس بین‌المللی هوافضای ایران، IAS2010-3237، تهران، دانشگاه آزاد واحد علوم و تحقیقات، بهمن ۱۳۸۸.
- [4] Aston, G. and Pless, L. C., "Ignitor Plug Erosion and Arc Initiation Processes in One-Millipound Pulsed Plasma Thruster," *15th International Electric Propulsion Conference*, AIAA-81-0711, 1981.

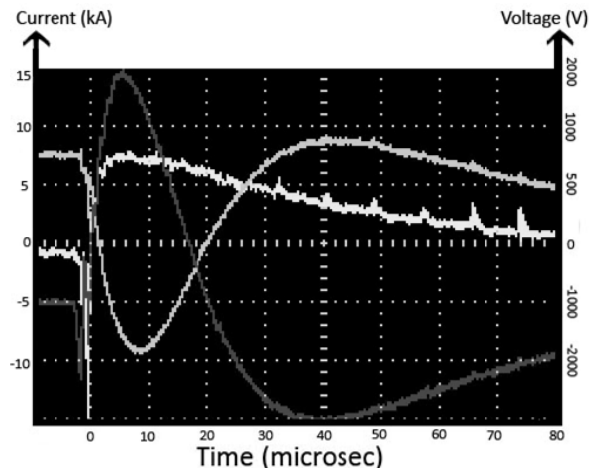
انجام شد، ضربه لحظه‌ای اندازه‌گیری شده (متوسط ۱۰ تست) برابر ۱۱۱۸ میکرونیوتن ثانیه و ضربه مخصوص ۸۰۰ ثانیه به‌دست آمد. در این تست کم‌ترین مقدار اندازه‌گیری شده ضربه لحظه‌ای برابر میکرونیوتن ثانیه ۱۰۰۰ و بیشترین مقدار برابر ۱۱۹۰ میکرونیوتن ثانیه است. در شکل (۸) پالس جریان تخلیه اندازه‌گیری شده مربوط به تست دوم و در شکل (۹) پالس جریان تخلیه، به همراه پالس ولتاژ تخلیه خازن و پالس جرعه پلاگ مشاهده می‌شوند. ماکزیمم جریان تخلیه و پهنای پالس در تست اول حدود $7/5$ کیلوآمپر و 60 میکرو ثانیه و در تست دوم در حدود $8/5$ کیلوآمپر و 70 میکرو ثانیه است.

جدول ۲- نتایج تست PPT در شرایط خلأ

پارامترها	V_0	E (J)	I_{bit} ($\mu N-s$)	I_{sp} (s)	$\Delta m/bit$
تست اول	۱۲۵۰	۲۷/۳	۹۴۳	۵۲۵	μg ۱۸۰
تست دوم	۱۵۰۰	۳۹/۳	۱۱۱۸	۸۰۰	μg ۱۴۰



شکل ۸- پالس جریان تخلیه تست دوم



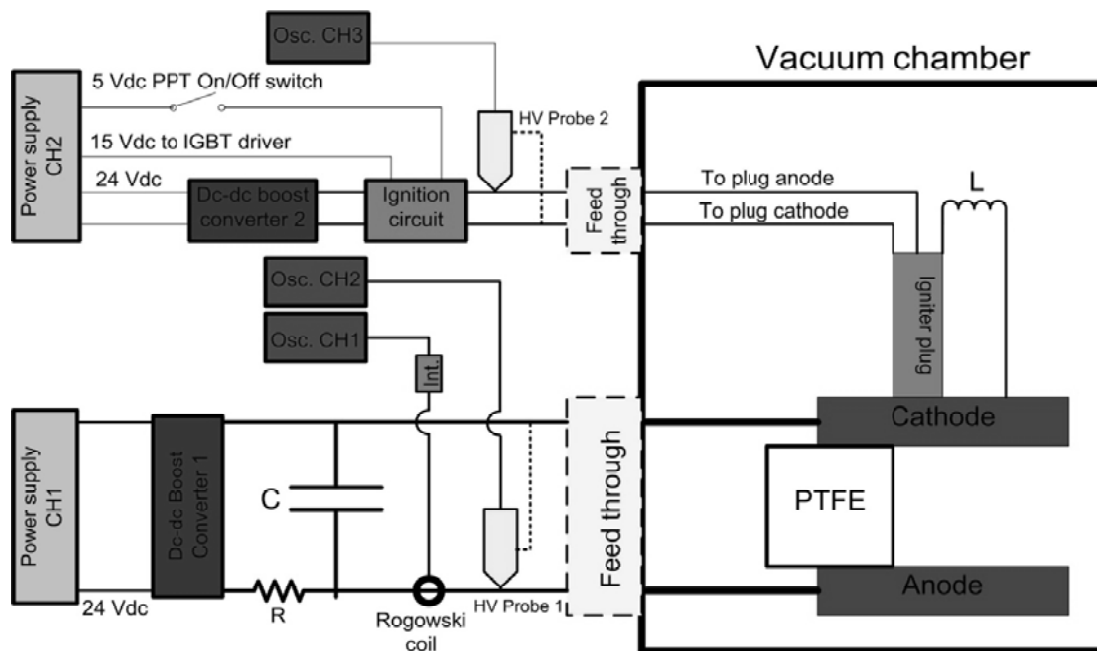
شکل ۹- پالس جریان تخلیه و ولتاژ تخلیه و پالس ولتاژ جرعه تست دوم (به ترتیب شروع از صفر، $+7/5$ ، -5 محور سمت چپ)

Joint Conference on Propulsion and Power 2010, AJCPP2010-018, Japan, May 2010.

- [7] Benson, S. W. and Arrington, L. A., "Development of a PPT for the EO-1 Spacecraft," AIAA-99-2276, 1999.
- [8] Pottinger, S. J. and Scharlemann, C. A., "Micro Pulsed Plasma Thruster Development," 30th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2007-125, 2007.
- [9] Guman, W. J., "Solid Propellant Pulsed Plasma Propulsion System Design," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 13, No. 1, 1976, pp. 51-53.

[۵] رضایی‌ها، عبدالرحیم، انبارلویی، مهدی و فرشچی، محمد. «طراحی، ساخت و تست سیستم تولید جرقه در رانشگر پالس پلاسمایی»، نهمین کنفرانس بین‌المللی هوافضای ایران، JAS2010-4407، تهران، دانشگاه آزاد واحد علوم و تحقیقات، بهمن ۱۳۸۸.

[6] Rezaeiha, A., Anbarloui, M. and Farshchi, M., "Design and Development of a Laboratory Benchmark Pulsed Plasma Thruster for the First Time in West Asia," Asian



(الف)



(ب)

شکل ۱۰- الف) نمایشگر پلان تست رانشگر و ب) نشان‌دهنده Set-up آزمایشگاهی تست